(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2011-0136250
(43) 공개일자 2011년12월21일

(51) Int. Cl.
G01H 17/00 (2006.01) *G01M 15/00* (2006.01)
(21) 출원번호 10-2010-0056120
(22) 출원일자 2010년06월14일
심사청구일자 2010년06월14일

(71) 출원인
인하대학교 산학협력단
인천 남구 용현동 253 인하대학교
(72) 발명자
권오규
인천광역시 남구 용현동 253 인하대학교 전기공학부
양지혁
인천광역시 남구 용현동 253 인하대학교 전기공학부
이상용
인천광역시 남구 용현동 253 인하대학교 전기공학부
(74) 대리인
이원희

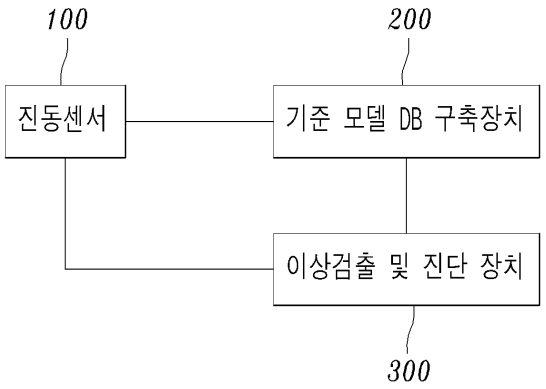
전체 청구항 수 : 총 22 항

(54) 항공기엔진 이상검출 및 진단시스템 및 그 방법

(57) 요 약

본 발명은 항공기엔진 이상검출 및 진단시스템 및 그 방법에 관한 것으로서, 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서, 상기 진동센서로부터의 정상적인 진동 데이터와 항공기 엔진의 회전자 속도를 이용하여 회전자 속도에 해당하는 주기를 가지는 사인파 형태의 가상 입력데이터를 생성하고, 상기 가상 입력데이터와 주기가 거의 일치하는 적당한 등속도 구간의 진동데이터에서 출력데이터를 추출하여 구해진 입/출력 데이터 셋을 근거로 기준 정상모델의 파라미터를 구하고 상기 입/출력 데이터와 정상적인 진동데이터의 다른 구간에서 구해진 입/출력 데이터와 진동센서의 잡음의 분산 등의 통계적 성질을 사용하여 모델의 불확실성 상한을 반영하는 파라미터 추정오차의 공분산을 구하여 기준모델 데이터베이스를 구축하는 기준모델 데이터베이스 구축장치, 상기 진동센서로부터의 의심 데이터를 이용하여 모델의 파라미터를 추정하고, 상기 추정된 의심모델의 파라미터와 상기 기준 정상모델의 파라미터와 상기 파라미터 추정오차의 공분산을 이용하여 테스트 변수 및 모델 간의 전달함수의 분자계수값 차를 구하고, 상기 테스트 변수 및 상기 분자계수값 차를 근거로 항공기 엔진의 이상발생 유무 및 이상발생 원인을 진단하는 이상검출 및 진단장치로 구성된다. 따라서, 본 발명에 따르면, 항공기 엔진의 진동데이터를 이용하여 엔진의 이상유무 및 이상발생 원인을 판단할 수 있다.

대 표 도 - 도1



특허청구의 범위

청구항 1

항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서와,

상기 진동센서로부터의 정상적인 진동 데이터와 항공기 엔진의 회전자 속도 를 이용하여 가상 입력데이터를 생성 및 출력데이터를 추출하고, 상기 입/출력 데이터 셋을 근거로 기준 정상모델의 파라미터를 추정하고, 상기 입/출력 데이터 셋과 또 다른 입/출력 데이터 셋을 이용하여 파라미터 추정오차의 공분산을 구하여 기준모델 데이터베이스를 구축하는 기준모델 데이터베이스 구축장치 및

상기 진동센서로부터의 의심데이터를 이용하여 의심모델의 파라미터를 추정하고, 상기 추정된 파라미터와 상기 기준 정상모델의 파라미터와 파라미터 추정오차의 공분산을 이용하여 테스트 변수 및 전달함수의 분자계수값 차를 구하고, 상기 테스트 변수 및 상기 분자계수값 차를 근거로 항공기 엔진의 이상발생 유무 및 이상발생 원인을 진단하는 이상검출 및 진단장치를 포함하는 항공기엔진 이상검출 및 진단시스템.

청구항 2

항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터의 정상적인 진동데이터와 항공기 엔진의 회전자 속도를 이용하여 가상 입력데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈과,

상기 입/출력 데이터 셋에 최소자승기법을 적용하여 기준모델의 파라미터를 추정하는 기준모델 파라미터 추정모듈 및

상기 입/출력 데이터 셋과 또 다른 정상적인 진동데이터 구간에서의 입/출력 데이터 셋과 진동센서로부터의 센서잡음의 분산이라는 통계적 성질과 모델링되지 않은 전달함수들의 통계적 성질을 사용하여 파라미터 추정오차의 공분산을 구하는 공분산 계산모듈을 포함하는 기준모델 데이터베이스 구축장치.

청구항 3

제 2항에 있어서,

상기 기준 정상모델의 파라미터 및 파라미터 추정오차의 공분산을 저장하는 저장모듈을 더 포함하는 기준모델 데이터베이스 구축장치.

청구항 4

제 2항에 있어서,

파라미터 추정오차의 공분산을 구할 때 사용하는 2개의 입/출력 데이터 쌍에서 2개의 입력 데이터를 동일한 가상 입력데이터로 사용하므로, 공분산을 구하는 수학식

$$C=\left[Q_n-Q_f\right]R\left[Q_n-Q_f\right]^T+\left[Q_{nn}-Q_{nf}\right]R_n\left[Q_{nn}-Q_{nf}\right]^T+\left[P_n+P_f\right]\sigma_v^2$$

에서, 앞의 두 항은 사라지고,

$$C=\left[P_n+P_f\right]\sigma_v^2$$

로 간략화되는 것을 특징으로 하는 기준모델 데이터베이스 구축장치.

청구항 5

제 2항에 있어서,

상기 가상 입력데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈은, 항공기 엔진의 회전자 속도와 항공기에 부착된 적어도

하나의 진동센서로부터 수신한 진동데이터를 충분한 등속구간이 확보될 때까지 수신하여 항공기 엔진의 시스템을 식별하기에 적당한 샘플링 시간과 전체 데이터 크기를 결정하고, 엔진의 회전자 속도에 대응하는 주기와 적당한 진폭, 위상을 가지는 가상 입력데이터를 생성하고, 진동데이터의 적당한 등속도 구간을 선택하여 영교차 검출을 통해 데이터 추출의 시작점을 선택한 후 가상 입력데이터에 대응하는 출력데이터를 추출하는 특징으로 하는 기준모델 데이터베이스 구축장치.

청구항 6

항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터 수신한 의심 진동데이터와 항공기 엔진의 회전자 속도를 이용하여 가상 입력데이터 생성 및 출력데이터 추출 모듈과,

상기 입/출력 데이터 셋을 이용하여 일정 구간에 최소자승기법을 적용하여 의심모델의 파라미터를 추정하는 파라미터 추정모듈과,

상기 입/출력 데이터 셋과 기 저장된 기준 정상모델의 파라미터와 파라미터 추정오차의 공분산을 이용하여 테스트 변수 및 전달함수간의 분자계수값 차를 구하는 연산모듈 및

상기 구해진 테스트 변수와 분자계수값 차를 근거로 항공기 엔진의 이상발생 여부를 검출하고 이상발생 원인을 진단하는 이상검출 및 진단모듈을 포함하는 이상검출 및 진단장치.

청구항 7

제 6항에 있어서,

상기 이상검출 및 진단모듈의 진단결과를 사용자에게 알리는 진단결과 알림모듈을 더 포함하는 것을 특징으로 하는 이상검출 및 진단장치.

청구항 8

제 6항에 있어서,

상기 파라미터 추정모듈은,

$$\hat{\theta}_N^{LS} = \arg\min_{\theta} V_N(\theta, Z^N) = R^{-1}(N) f(N)$$

를 이용하여 파라미터를 추정하되,

여기서,

$$V_N(\theta, Z^N) = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\frac{1}{2}\left(y(k) - \phi^T(k)\theta\right)^2,$$

$$R(N) = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\frac{1}{2}\phi(k)\phi^T(k),$$

$$f(N) = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\frac{1}{2}\phi(k)y(k), \quad y(k)$$

는 각각 출력데이터인 것을 특징으로 하는 이상검출 및 진단장치.

청구항 9

제 6항에 있어서,

상기 연산모듈은, 상기 기준모델의 파라미터와 파라미터의 추정오차의 공분산과 상기 추정된 의심모델의 파라미터를 이용하여 테스트 변수를 구하는 것을 특징으로 하는 이상검출 및 진단장치.

청구항 10

제 9항에 있어서,

상기 테스트 변수(T_1)는,

$$T_1 = \left[\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f\right]^T C^{-1} \left[\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f\right]$$

를 이용하여 구해지며,

상기 $\hat{\theta}_n$는 상기 기준 정상모델 전달함수의 분자계수 파라미터 벡터이고, 상기 $\hat{\theta}_f$는 의심 데이터로부터 추정된 의심모델의 분자계수 파라미터 벡터, C는 측정잡음, 모델링오차, 비선형성으로 인해 발생한 불확실성의 상한을 반영하기 위한 파라미터의 추정오차의 공분산인 것을 특징으로 하는 이상검출 및 진단장치.

청구항 11

제 9항에 있어서,

상기 연산모듈은, 상기 기준 정상모델의 전달함수와 상기 의심모델의 전달함수 간의 분자계수값 차를 구하는 것을 특징으로 하는 이상검출 및 진단장치.

청구항 12

제 11항에 있어서,

상기 의심모델의 전달함수의 분모값은 상기 기준 정상모델의 전달함수의 분모값으로 고정된 것을 특징으로 하는 이상검출 및 진단장치.

청구항 13

제 6항에 있어서,

상기 이상검출 및 진단모듈은 상기 테스트 변수가 미리 정해진 임계치 이상인 경우 항공기 엔진에 이상이 발생한 것으로 판단하는 것을 특징으로 하는 이상검출 및 진단장치.

청구항 14

제 6항에 있어서,

상기 이상검출 및 진단모듈은 기 저장된 분자계수값 차이별 이상발생 원인을 이용하여 상기 구해진 분자계수값 차에 해당하는 이상발생 원인을 진단하는 것을 특징으로 하는 이상검출 및 진단장치.

청구항 15

(a) 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터의 정상적인 진동데이터와 항공기 엔진의 회전자 속도를 이용하여 가상 입력데이터를 생성하고 출력데이터를 추출하는 단계와,

(b) 상기 구해진 입/출력 데이터 셋에 최소자승기법을 적용하여 기준모델의 파라미터를 추정하는 단계와,

(c) 상기 입/출력 데이터 셋과 정상적인 진동데이터의 다른 구간에서 구해진 입/출력 데이터 셋과 진동센서의 측정잡음의 분산 등의 통계적 성질을 사용하여 불확실성 상한을 반영하는 파라미터 추정오차의 공분산을 구하는 단계 및

(d) 상기 추정된 기준모델의 파라미터 및 파라미터 추정오차의 공분산을 저장하여 기준모델 데이터베이스를 구축하는 단계를 포함하는 기준모델 데이터베이스 구축방법.

청구항 16

제 15항에 있어서,

상기 (a) 단계는,

상기 하나 이상의 진동센서로부터 항공기가 엔진의 정상적인 진동데이터를 수신하여 회전자 속도가 등속도 구간일 때의 진동데이터와 그때의 회전자의 속도를 확인하는 단계와,

상기 확인된 회전자의 속도의 주기에 해당하는 주기와 적당한 위상과 진폭을 가지고 적당한 샘플링 시간과 데이터 크기를 가지는 사인파 형태의 가상 입력데이터를 생성하는 단계와,

상기 수신한 진동데이터 중 파라미터 추정에 사용할 진동데이터의 적당한 등속도 구간을 선택하여 영교차를 통해 데이터 추출의 기준 시작점을 선택하는 단계와,

상기 선택된 기준점부터 시작해서 선택된 진동데이터의 기준 시작점부터 상기 생성된 가상 입력데이터에 대응하는 출력데이터를 추출하는 단계를 포함하는 것을 특징으로 하는 기준모델 데이터베이스 구축방법.

청구항 17

(a) 상기 하나 이상의 진동센서로부터 항공기가 엔진의 의심 진동데이터를 수신하여 회전자 속도가 등속도 구간일 때의 진동데이터와 그때의 회전자의 속도를 확인하는 단계와,

(b) 상기 구해진 입/출력 데이터 셋에 최소자승기법을 적용하여 의심모델의 파라미터를 추정하는 단계와,

(c) 상기 추정된 파라미터와 기 저장된 기준 정상모델의 파라미터와 파라미터 추정오차의 공분산을 이용하여 테스트 변수 및 전달함수에서의 분자계수값 차를 구하는 단계 및

(d)상기 구해진 테스트 변수와 분자계수값 차를 근거로 항공기 엔진의 이상발생 여부를 검출 및 이상발생 원인을 진단하는 단계를 포함하는 항공기엔진 이상검출 및 진단방법.

청구항 18

제 15항 및 제 17항에 있어서,

각각의 상기 (a) 단계는,

회전자의 속도를 확인하기 위해 항공기의 전자 시스템으로부터 정보를 받는 방법과 진동데이터의 영교차 검출을 통해 사인파 한 주기에 해당하는 시간간격을 확인하여 얻는 방법. (여기서, 한 주기에 해당하는 시간간격이란 진동데이터가 0을 3번 지나가는 것을 확인한 후 양 끝점 사이의 간격을 말함.)

청구항 19

제 17항에 있어서,

상기 (a) 단계 이전에,

상기 항공기 엔진의 회전자 속도가 등속도 구간일 때, 상기 진동센서로부터의 정상적인 진동데이터와 항공기 엔진의 회전자 속도를 이용하여 가상 입력데이터를 생성하고 출력데이터를 추출하여, 상기 입/출력 데이터 셋을 근거로 기준 정상모델의 파라미터를 구하고 입/출력 데이터 셋과 정상적인 진동데이터의 다른 구간에서의 입/출력 데이터 셋과 통계적 성질을 사용하여 불확실성 정도를 반영하는 파라미터 추정오차의 공분산 구하여 기준모델 데이터베이스를 구축하는 단계를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기엔진 이상검출 및 진단방법.

청구항 20

제 17항에 있어서,

상기 (d) 단계 이후, 상기 이상발생 진단결과를 사용자에게 알리는 단계를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기엔진 이상검출 및 진단방법.

청구항 21

제 17항에 있어서,

상기 (c) 단계는,

상기 기준모델 데이터베이스의 파라미터와 공분산과 상기 의심 데이터로부터 추정된 파라미터를 이용하여 테스트 변수를 구하고, 상기 기준모델 데이터베이스의 모델의 전달함수와 의심 데이터로부터 추정된 상기 모델의 전달함수 간의 분자계수값 차를 구하는 것을 특징으로 하는 항공기엔진 이상검출 및 진단방법.

청구항 22

제 17항에 있어서,

상기 (d) 단계는,

상기 구해진 테스트 변수가 미리 정해진 임계치 이상인 경우 항공기 엔진에 이상이 발생한 것으로 판단하는 단계 및

기 저장된 분자계수값 차별 이상발생 원인을 이용하여 상기 분자계수값 차에 해당하는 이상발생 원인을 진단하는 단계를 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기엔진 이상검출 및 진단방법.

명 세 서

기 술 분 야

[0001] 본 발명은 항공기엔진 이상검출 및 진단시스템 및 그 방법에 관한 것으로, 더욱 상세하게는 엔진의 회전자 속도를 근거로 가상입력 데이터를 생성하고, 진동 센서로부터의 정상적인 진동 데이터를 이용하여 가상입력 데이터에 대응하는 적당한 출력 데이터를 추출하고, 상기 가상입력 데이터와 추출된 출력 데이터, 통계적 성질을 근거로 입출력간의 기준 정상 모델의 파라미터와 파라미터 추정 오차의 공분산을 구한 후, 상기 진동 센서로부터의 의심 데이터를 이용하여 의심 모델의 파라미터를 추정하고, 상기 파라미터 추정 오차의 공분산과 상기 추정된 의심 모델의 파라미터와 상기 기준 정상 모델의 파라미터를 이용하여 테스트 변수 및 전달함수의 분자계수값 차를 구하고, 상기 테스트 변수 및 상기 분자계수값 차를 근거로 항공기엔진의 이상발생 유무 및 이상발생 원인을 진단하는 항공기엔진 이상검출 및 진단시스템 및 그 방법에 관한 것이다.

배 경 기 술

[0002] 해외의 항공기 제작사 및 엔진 제작사는 엔진의 정비를 위한 프로그램들을 개발하여 적용해 오고 있으나, 국내에서는 항공기의 개발과 양산이 최근에야 이루어졌고, 엔진 정비 관련 프로그램들은 주로 엔진 제작사로부터 제공되는 엔진 자체 정비만을 위한 절차 및 매뉴얼을 받아 이용하고 있는 실정이다.

[0003] 이러한 엔진 원천 제작사의 프로그램들은 엔진 정비에만 국한되어 있으며, 엔진이 항공기와 통합된 상태에서 기체 운용으로 인해 엔진에 발생하는 문제에는 적용하지 못하는 단점이 있다.

[0004] 항공기 엔진은 항공기 안전운항에 가장 중요한 부분이라 할 수 있다. 항공기 운항 중에 엔진에 문제가 발생하면 이는 항공기 안전운항에 치명적인 결과를 초래하여 항공기의 손실뿐 아니라 인명피해 나아가 제 3의 피해까지도 연결되므로, 항공기 엔진 건전성 유지를 통한 엔진고장 예방은 그 무엇보다 중요하다.

[0005] 따라서 항공기 엔진의 건전성 유지를 위해서는 사전에 문제를 파악하고 정비를 지시할 수 있는 시스템의 구현이 요구된다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0006] 본 발명은 상기한 문제점을 해결하기 위하여 안출한 것으로, 본 발명의 목적은 항공기 엔진의 진동 데이터를 이용하여 엔진의 이상유무 및 이상발생 원인을 판단할 수 있는 항공기엔진 이상검출 및 진단시스템 및 그 방법을 제공하는데 있다.

과제의 해결 수단

[0007] 상기 목적들을 달성하기 위하여 본 발명에 따르면, 엔진의 회전자 속도를 근거로 가상입력 데이터를 생성하고,

항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터취득한 정상적인 진동데이터의 적당한 구간을 이용하여 가상입력 데이터에 대응하는 출력데이터를 추출하고, 상기 가상입력 데이터와 추출된 출력데이터, 통계적 성질을 근거로 기준 정상모델의 파라미터와 파라미터 추정오차의 공분산을 구하여 기준모델 데이터베이스를 구축하는 기준모델 데이터베이스 구축장치, 가상입력 데이터와 상기 진동센서로부터의 의심 데이터에서 가상입력 데이터에 대응하는 적당한 출력데이터를 추출하여 의심모델의 파라미터를 추정하고, 상기 추정된 의심모델의 파라미터와 상기 기준 정상모델의 파라미터를 이용하여 테스트 변수 및 전달함수의 분자계수값 차를 구하고, 상기 테스트 변수 및 상기 분자계수값 차를 근거로 항공기 엔진의 이상발생 유무 및 이상발생 원인을 진단하는 이상검출 및 진단장치를 포함하는 항공기엔진 이상검출 및 진단시스템이 제공된다.

[0008] 또한, 본 발명에 따르면, 시스템을 식별하기에 적당한, 즉, 이상진단 및 검출에 필요한 엔진의 특성을 잘 반영해 줄 수 있는 적당한 샘플링 시간과 데이터 크기를 가지고, 항공기의 엔진의 회전자 속도에 대응하는 주기와 적당한 위상과 진폭을 갖는 사인파 형태의 가상입력 데이터를 생성하고 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터의 진동 데이터에서 진동주기가 변화가 거의 없는 적당한 등속도 구간을 선택 후 가상입력 데이터에 대응하는 출력데이터를 추출하는 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈이 제공된다.

[0009] 항공기 엔진의 회전자 속도 정보와 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터의 진동 데이터 중 기준이 되는 정상적인 진동 데이터에 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈을 사용하여 생성된 가상입력 데이터와 출력데이터에 최소자승기법을 적용하여 기준 정상모델의 파라미터를 추정하는 기준모델 파라미터 추정모듈, 추정에 사용된 상기 정상적인 진동 데이터와 그것의 가상입력 데이터, 상기 정상적인 진동 데이터 중 추정에 사용되지 않은 다른 구간의 데이터와 그것의 가상입력 데이터와 통계적 성질을 사용하여 파라미터 추정오차의 공분산을 구하는 공분산 계산모듈을 포함하는 기준모델 데이터베이스 구축장치가 제공된다.

[0010] 일반적으로 공분산을 구하기 위해서는 하나의 정상적인 데이터 집합만을 사용하는 것이 아니라 복수의 정상적인 진동 데이터 집합들을 이용하여야 한다. 그러나 진동 데이터가 에르고딕(ergodic)한 통계적 성질을 만족한다는 가정 하에서 하나의 정상적인 데이터 집합의 서로 다른 구간만으로 구할 수 있고, 이러한 가정은 항공기의 진동 데이터에서 일반적으로 유효하다.

[0011] 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치는 상기 기준 정상모델의 파라미터 및 파라미터 추정오차의 공분산을 저장하는 저장모듈을 포함한다.

[0012] 상기 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈은 엔진의 회전자 속도에 대응하는 주기를 가지고, 적당한 진폭과 위상, 샘플링 시간, 데이터 크기를 가지는 사인파 형태의 가상입력 데이터를 생성하고 이에 대응하는 출력 데이터를 추출하는데, 이때, 위상을 맞추기 위해 진동 데이터의 영교차(zero-crossing) 포인트를 기준으로 설정된 위상에 해당하는 출력데이터를 추출한다.

[0013] 또한, 본 발명에 따르면, 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터 수신한 의심데이터를 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈을 통해 구해진 가상입력 데이터와 추출된 출력데이터에 최소자승기법을 적용하여 의심모델의 파라미터를 추정하는 파라미터 추정모듈, 상기 추정된 파라미터와 기 저장된 기준 정상모델의 파라미터와 파라미터 추정오차의 공분산을 이용하여 테스트 변수 및 전달함수간의 분자계수값 차를 구하는 연산모듈, 상기 구해진 테스트 변수와 분자계수값 차를 근거로 항공기 엔진의 이상발생 여부를 검출하고 이상발생 원인을 진단하는 이상검출 및 진단모듈을 포함하는 이상검출 및 진단장치가 제공된다.

[0014] 상기 이상검출 및 진단장치는 상기 이상검출 및 진단모듈의 진단결과를 사용자에게 알리는 진단결과 알림모듈을 더 포함할 수 있다.

[0015] 상기 파라미터 추정모듈은,

[0016] $$\hat{\theta}_N^{LS} = \arg\min_{\theta} V_N(\theta, Z^N) = R^{-1}(N) f(N)$$

[0017] 를 이용하여 파라미터를 추정하되, 여기서,

$$V_N(\theta, Z^N) = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\frac{1}{2}\left(y(k) - \phi^T(k)\theta\right)^2 ,$$

[0018]

$$R(N) = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\frac{1}{2}\phi(k)\phi^T(k) ,$$

[0019]

$$f(N) = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\frac{1}{2}\phi(k)y(k) ,$$

[0020]

[0021] $y(k)$ 는 출력 데이터를 말한다.

[0022] 상기 연산 모듈은 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치의 저장모듈에 저장된 상기 공분산을 이용하여 테스트 변수를 구한다.

[0023] 상기 테스트 변수(T_1)는,

$$T_1 = \left[\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f\right]^T C^{-1}\left[\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f\right].$$

[0024]

[0025] 를 이용하여 구하되,

[0026] 상기 $\hat{\theta}_n$ 는 기준 델 파라미터이고, 상기 $\hat{\theta}_f$ 는 의심데이터로부터 추정된 파라미터, C는 파라미터 추정오차의 공분산을 말하는데, 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치에서 구한 값으로 정상적인 데이터일 조건(nonfaulty condition)에서 잡음, 모델링오차, 비선형성으로 인한 불확실성을 반영하기 위해 구해진다.

[0027] 상기 연산모듈은 상기 기준 정상모델의 전달함수와 상기 의심모델의 전달함수 간의 분자계수값 차를 구하되, 상기 의심모델의 분모값은 상기 기준 정상모델의 분모값으로 고정된다.

[0028] 상기 이상검출 및 진단모듈은 상기 테스트 변수가 미리 정해진 임계치 이상인 경우 항공기 엔진에 이상이 발생한 것으로 판단한다.

[0029] 또한, 상기 이상검출 및 진단모듈은 기 저장된 분자계수값 차이별 이상발생 원인을 이용하여 상기 구해진 분자계수값 차에 해당하는 이상발생 원인을 진단한다.

[0030] 또한, 본 발명에 따르면, (a) 항공기 엔진의 회전자 속도 정보와 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터의 정상적인 진동 데이터를 이용하여 가상입력 데이터를 생성하고 출력데이터를 추출하는 단계, (b) 상기 가상입력 데이터와 출력 데이터에 최소자승기법을 적용하여 기준 모델의 파라미터를 추정하는 단계, (c) 상기 가상입력 데이터와 그에 대응하는 출력데이터, 상기 정상적인 진동데이터의 다른 구간에서의 가상입력 데이터와 그에 대응하는 출력데이터, 각각의 데이터들의 통계적 성질을 사용해 파라미터 추정오차의 공분산을 구하는 단계, (d) 상기 추정된 기준 정상모델의 파라미터 및 파라미터 추정오차의 공분산을 저장하는 저장모듈을 포함하

는 기준모델 데이터베이스 구축방법이 제공된다.

[0031] 상기 (a) 단계는 항공기 엔진의 회전자 속도 정보를 수신하는 단계, 상기 항공기 엔진의 적당한 부분에 설치된 진동센서로부터 진동 데이터를 수신하는 단계, 수신된 진동 데이터에서 충분한 등속도 구간을 확보하는 단계, 항공기 엔진의 식별에 적당한 샘플링 시간, 데이터 크기, 진폭, 위상, 주기를 결정하여 사인파의 가상입력 데이터를 생성하는 단계, 확보된 적당한 등속도 구간의 진동 데이터로부터 항공기 엔진의 식별에 필요한 등속도 구간을 선택하는 단계, 가상입력 데이터의 위상을 맞추기 위해 영교차 검출을 통해 추출할 데이터의 시작점을 결정하는 단계, 선택된 진동 데이터에서 가상입력 데이터에 대응하는 출력 데이터를 추출하는 단계를 포함한다.

[0032] 또한, 본 발명에 따르면, (a) 항공기 엔진의 회전자 속도 정보와 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동 센서로부터 수신한 의심 진동 데이터를 이용하여 가상입력 데이터를 생성하고 출력데이터를 추출하는 단계, (b) 가상입력 데이터와 의심 데이터에서 추출한 출력데이터에 최소자승기법을 적용하여 의심모델의 파라미터를 추정하는 단계, (c) 상기 추정된 의심모델의 파라미터와 기 저장된 기준 정상모델의 파라미터와 파라미터 추정오차의 공분산을 이용하여 테스트 변수 및 전달함수에서의 분자계수값 차를 구하는 단계, (d) 상기 구해진 테스트 변수와 분자계수값 차를 근거로 항공기 엔진의 이상발생 여부를 검출 및 이상발생 원인을 진단하는 단계를 포함하는 항공기엔진 이상검출 및 진단방법이 제공된다.

[0033] 상기 항공기엔진 이상검출 및 진단방법은 상기 (a) 단계 이전에 항공기 엔진의 회전자 속도와 상기 진동센서로부터의 정상적인 진동 데이터를 이용하여 가상입력 데이터를 생성 및 그에 대응하는 출력데이터를 추출하는 단계, 상기 가상입력 데이터와 출력 데이터를 사용하여 기준 정상모델의 파라미터를 구하는 단계, 상기 정상적인 진동 데이터의 다른 구간에서의 가상입력 데이터와 그에 대응하는 출력 데이터, 각각의 데이터들의 통계적 성질을 사용해 파라미터 추정오차의 공분산을 구하는 단계, 기준 정상모델의 파라미터와 파라미터 추정오차의 공분산을 저장하여 기준모델 데이터베이스를 구축하는 단계를 더 포함할 수 있다.

[0034] 또한, 상기 항공기엔진 이상검출 및 진단방법은 상기 (d) 단계 이후, 상기 이상발생 진단결과를 사용자에게 알리는 단계를 더 포함할 수 있다.

[0035] 상기 (c) 단계는 상기 기준 정상모델의 파라미터와 잡음, 모델링오차, 비선형성으로 인한 불확실성을 반영하기 위한 추정오차의 공분산과 상기 추정된 의심 모델의 파라미터를 이용하여 테스트 변수를 구하고, 상기 기준 정상모델과 의심모델의 전달함수의 분모값은 같으므로 상기 기준 정상모델의 전달함수와 상기 의심모델의 전달함수 간의 분자계수값 차를 구하는 것을 특징으로 한다.

[0036] 상기 (d) 단계는 상기 구해진 테스트 변수가 미리 정해진 임계치 이상인 경우 항공기 엔진에 이상이 발생한 것으로 판단하는 단계, 기 저장된 분자계수값 차별 이상발생 원인을 이용하여 상기 분자계수값 차에 해당하는 이상발생 원인을 진단하는 단계를 포함한다.

발명의 효과

[0037] 상술한 바와 같이 본 발명에 따르면, 항공기 엔진의 진동 데이터를 이용하여 엔진의 이상유무 및 이상발생 원인을 판단할 수 있다.

[0038] 또한, 항공기의 이상검출 및 진단의 정확성을 높이고, 실시간으로 항공기의 이상 이유를 검출 및 진단할 수 있어서 이상의 조기검출 및 예후(Prognosis)를 가능하게 한다.

도면의 간단한 설명

[0039] 도 1은 본 발명에 따른 항공기엔진 이상검출 및 진단시스템을 나타낸 블록도이다.

도 2는 본 발명에 따른 기준모델 데이터베이스 구축장치의 구성을 개략적으로 나타낸 블럭도이다.

도 3은 본 발명에 따른 이상진단 및 검출장치의 구성을 개략적으로 나타낸 블럭도이다.

도 4 및 도 5는 본 발명에 따른 파라미터 추정방법을 설명하기 위한 도면이다.

도 6은 본 발명에 따른 기준모델 데이터베이스 구축방법을 나타낸 플로차트이다.

도 7은 본 발명에 따른 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출방법을 나타낸 플로차트이다.

도 8은 본 발명에 따른 항공기 엔진의 회전자 속도가 등속도일 때의 진동 데이터의 예시도이다.

도 9는 본 발명에 따른 엔진 진동 데이터를 나타낸 예시도이다.

도 10a는 가상 입력 데이터를 진동 데이터와 겹쳐서 그린 예시도이다.

도 10b는 도 9의 엔진 진동 데이터를 FFT 분석한 그래프이다.

도 11은 본 발명에 따른 항공기 엔진의 이상검출 및 진단방법을 나타낸 흐름도이다.

도 12a 및 도 12b는 본 발명에 따른 항공기 엔진의 이상검출 및 진단을 설명하기 위한 예시도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0040] 본 발명의 전술한 목적과 기술적 구성 및 그에 따른 작용 효과에 관한 자세한 사항은 본 발명의 명세서에 첨부된 도면에 의거한 이하 상세한 설명에 의해 보다 명확하게 이해될 것이다.

[0041] 도 1은 본 발명에 따른 항공기엔진 이상검출 및 진단시스템을 나타낸 블럭도이다.

[0042] 도 1을 참조하면, 항공기엔진 이상검출 및 진단시스템은, 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서(100), 상기 진동센서(100)로부터의 진동 데이터를 이용하여 기준모델 데이터베이스를 구축하는 기준모델 데이터베이스 구축장치(200), 의심되는 진동 데이터(이하 의심 데이터라 칭함)와 상기 기준모델 데이터베이스를 이용하여 항공기의 이상을 검출 및 진단하는 이상검출 및 진단장치(300)를 포함한다.

[0043] 상기 진동센서(100)는 항공기 플랜지(flange)의 일정 영역에 하나 이상 설치된다.

[0044] 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치(200)는 항공기의 기본 시스템에서 제공되는 항공기 엔진의 회전자 속도 정보와 상기 진동센서(100)로부터 수신한 정상적인 진동 데이터를 이용하여 가상입력 데이터를 생성하고 그에 대응하는 출력데이터를 추출하여, 상기 가상입력 데이터와 출력데이터와 통계적 성질을 근거로 기준모델 파라미터와 추정오차 파라미터의 공분산을 구하여 기준모델 데이터베이스를 구축한다.

[0045] 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치(200)에 대한 상세한 설명은 도 2를 참조하기로 한다.

[0046] 상기 이상검출 및 진단장치(300)는 상기 진동센서(100)로부터의 의심 데이터를 이용하여 의심모델의 파라미터를 추정하고, 상기 추정된 파라미터와 기준모델 데이터베이스 구축장치(200)의 추정 오차 파라미터의 공분산을 이용하여 테스트 변수를 구한다.

[0047] 그런 다음, 상기 이상검출 및 진단장치(300)는, 상기 기준 정상모델과 상기 의심모델간 전달함수의 분자계수값 차를 구하고, 상기 구해진 테스트 변수 및 상기 분자계수값 차를 이용하여 항공기 엔진의 이상발생 여부 및 이상발생 원인을 진단하게 된다.

[0048] 상기와 같은 역할을 수행하는 이상검출 및 진단장치(300)에 대한 상세한 설명은 도 3을 참조하기로 한다.

[0049] 도 2는 본 발명에 따른 기준모델 데이터베이스 구축장치(200)의 구성을 개략적으로 나타낸 블럭도이다.

[0050] 도 2를 참조하면, 기준모델 데이터베이스 구축장치(200)는 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈(210), 기준모델 파라미터 추정모듈(220), 공분산 계산모듈(230), 저장모듈(240)을 포함한다.

[0051] 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈(210)은 항공기 엔진의 회전자 속도와 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터의 정상적인 진동 데이터를 이용하여 가상입력 데이터를 생성하고 그에 해당하는 진동 데이터를 추출한다.

[0052] 즉, 상기 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈(210)은 항공기 시스템으로부터 엔진의 회전자 속도를 수신하고 항공기의 엔진이 회전할 때 상기 진동 센서로부터 수신한 진동 데이터를 충분한 등속구간이 확보될 때까지 수신하고, 항공기 엔진의 시스템을 식별하기에 적당한 샘플링 시간과 전체 데이터 크기를 결정하고, 엔진의 회전자 속도에 대응하는 주기와 적당한 진폭, 위상을 갖는 가상입력 데이터를 생성하고, 진동 데이터의 적당한 등속도 구간을 선택하여 영교차 검출을 통해 데이터 추출의 시작점을 선택한 후 가상입력 데이터에 대응하는 출력 데이터를 추출한다.

[0053] 상기 기준모델 파라미터 추정모듈(220)은 상기 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈로 얻은 입/출력 데이터 셋을 사용하여 최소자승기법을 적용하여 기준 정상모델의 파라미터를 추정한다.

[0054] 상기 공분산 계산모듈(230)은 상기 기준 정상모델 파라미터에 사용한 입/출력 데이터 셋과 다르게 선택된 입/출력 데이터 셋과 통계적 성질을 사용하여 추정 오차 파라미터의 공분산을 구한다.

[0055] 상기 구해진 공분산은 진동 데이터의 정상 상태 조건에서의 불확실성, 잡음 등을 반영하게 된다.

[0056] 여기서, 두 개의 데이터 셋의 출력 데이터는 정상데이터의 서로 다른 구간에서 선택되었지만, 가상입력 데이터는 동일하게 사용할 수 있다.

[0057] 이렇게 가상입력 데이터를 동일하게 한다면 계산이 간단히 된다.

[0058] 이것에 대해서는 수학식 13의 설명을 참조하기로 한다.

[0059] 상기 저장모듈(240)은 상기 기준모델 파라미터 추정모듈(220)에서 추정된 기준 정상모델 파라미터와 상기 공분산 계산모듈(230)에서 구해진 추정오차 파라미터의 공분산을 근거로 기준 모델 데이터베이스를 구축한다.

[0060] 도 3은 본 발명에 따른 이상진단 및 검출장치의 구성을 개략적으로 나타낸 블럭도이고, 도 4 및 도 5는 본 발명에 따른 파라미터 추정방법을 설명하기 위한 도면이다.

[0061] 도 3을 참조하면, 이상진단 및 검출장치(300)는 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈(310), 파라미터 추정모듈(320), 연산모듈(330), 이상검출 및 진단모듈(340), 진단결과 알림모듈(350)을 포함한다.

[0062] 상기 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈(310)은 항공기 엔진의 분당 회전수와 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터 수신한 의심데이터를 사용하여 입/출력 데이터 셋을 만들어 낸다.

[0063] 그 방식은 기준모델 데이터베이스 구축장치(200)의 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈(210)과 동일하다.

[0064] 상기 파라미터 추정모듈(320)은 상기 입/출력 데이터 셋에 최소자승기법을 적용하여 의심모델의 파라미터를 추정한다.

[0065] 이때, 의심모델 전달함수의 분모는 정상 기준모델의 전달함수의 분모와 동일하게 고정한 후 파라미터를 추정한다.

[0066] 상기 파라미터 추정모듈(320)이 파라미터를 추정하는 방법에 대해 도 4 및 도 5를 참조하기로 한다.

[0067] 도 4를 참조하면, 전형적인 엔진가속 변환응답은 입력(u)-출력(y) 관계의 테일러 시리즈에 기반한 시스템에 의해 표시된다.

[0068] 따라서, 출력 y는 수학식 1과 같이 표시된다.

[0069] [수학식 1]

$$y(k) = G(q^{-1})u(k) + G_{\Delta}(q^{-1})u(k) + G_{n\Delta}(q^{-1})u^2 \mathrm{sign}(u(k)) + v(k)$$

[0070]

[0071] 여기서, 상기 q^{-1}은 지연 연산자, G는 모델, G_{Δ}는 비매칭 모델, $G_{n\Delta}$는 선형 에러 모델, u(k)는 입력 데이터, v(k)는 측정잡음을 말한다.

[0072] 상기 v는 분산을 가지는 zero-mean 백색잡음이고, 상기 G는 수학식 2를 이용하여 구한다.

[0073] [수학식 2]

$$G(q^{-1},\theta)=\frac{B(q^{-1},\theta,n_B)}{F(q^{-1},n_F)}$$
$$=\frac{b_1q^{-1}+b_2q^{-2}+\cdots+b_{n_B}q^{-n_B}}{1+f_1q^{-1}+f_2q^{-2}+\cdots+f_{n_F}q^{-n_F}}$$

[0074]

[0075] 여기서, 상기 F는 기준 모델 데이터베이스 구축장치에 의해 구해진 값과 같고, 상기 Θ는 파라미터 벡터로서,

$$\theta=[b_1 \quad b_2 \quad \cdots \quad b_{n_B}]^T$$

[0076]

[0077] 일 수 있다.

[0078] 안정한 인과 이산시스템으로 표현된 G의 n_B는 모델의 분자차수이고, n_F는 모델의 분모차수이다.

[0079] 본 발명의 주요한 개념은 분모를 고정값으로 하여 모델의 파라미터를 추정하는 방법을 사용하는데, 이것은, 고정된 분모 다항식으로 인해 발생하는 에러는 분자 다항식을 조정함으로써 충분히 바로잡을 수 있다는 가정 하에서 타당하다.

[0080] 따라서, 상기 파라미터 추정모듈(320)은 도 5와 같이 도시될 수 있다.

[0081] 도 5를 참조하면, 출력이 수학식 3과 같이 표시된다.

[0082] [수학식 3]

$$y(k)=B(q^{-1},\theta,n_B)u_F(k)+\eta(k)$$

[0083]

[0084] 여기서,

$$u_F(k)=\frac{1}{F(q^{-1},n_F)}u(k),$$

[0085]

$$\eta(k)=G_\Delta(q^{-1})u(k)+G_{n\Delta}(q^{-1})u^2\mathrm{sign}(u(k))+v(k)$$

[0086]

[0087] 이다.

[0088] 상기 수학식 3에서 표준 선형회귀는 수학식 4와 같이 표현된다.

[0089] [수학식 4]

[0090] $$y(k) = \phi^T(k)\theta + \eta(k)$$

[0091] 여기서, $\phi(k)$ 는 수학식 5를 이용하여 구한다.

[0092] [수학식 5]

[0093] $$\phi(k) = [u_F(k-1),\ u_F(k-2),\ldots,\ u_F(k-n_B)]^T$$

[0094] 따라서, 상기 파라미터 추정 모듈(320)은 자승 방법을 이용하여 수학식 6과 같이 파라미터를 추정한다.

[0095] [수학식 6]

[0096] $$\hat{\theta}_N^{LS} = \arg\min_{\theta} V_N(\theta, Z^N) = R^{-1}(N) f(N)$$

[0097] 여기서,

[0098] $$V_N(\theta, Z^N) = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\frac{1}{2}\left(y(k) - \phi^T(k)\theta\right)^2 ,$$

[0099] $$R(N) = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\frac{1}{2}\phi(k)\phi^T(k) ,$$

[0100] $$f(N) = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\frac{1}{2}\phi(k)y(k)$$

[0101] 이다.

[0102] 상기 수학식 6에서 V_N 은 출력에러를 의미한다.

[0103] 그러므로 수학식 6의 의미는 출력에러를 최소화하는 파라미터, Θ를 구하기를 원한다는 것을 의미하는데, 이것을 구하기 위한 방법은 여러 가지 있다.

[0104] 본 발명에서 상기 파라미터 추정모듈(320)은 수학식 6을 최소화하기 위해서 수학식 7과 같은 최소 자승 방법을 이용한다.

[0105] [수학식 7]

[0106] $$\hat{\theta} = \left[\Phi^T \Phi\right]^{-1} \Phi^T Y$$

[0107] 여기서,

[0108] $$\Phi \triangleq \left[\phi(1), \phi(2), \ldots, \phi(N)\right]^T$$,

[0109] $$Y \triangleq \left[y(1), y(2), \ldots, y(N)\right]^T$$

[0110] 이고, N은 데이터 포인트의 개수이다.

[0111] 또한, 상기 파라미터 추정에러는 수학식 8과 같이 정의할 수 있다.

[0112] [수학식 8]

[0113] $$\tilde{\theta} \triangleq \hat{\theta} - \theta = \left[\Phi^T \Phi\right]^{-1} \Phi^T S$$

[0114] 여기서, 상기 S는 모델화되지 않은 응답벡터를 나타낸 것으로서, 수학식 9와 같이 정의된다.

[0115] [수학식 9]

[0116] $$S \triangleq \left[\eta(1), \eta(2), \ldots, \eta(N)\right]^T$$

[0117] 다시 도 3을 참조하면, 상기 연산 모듈(330)은 상기 파라미터 추정모듈(320)에서 추정된 파라미터와 기 저장된 기준 정상모델의 파라미터와 파라미터 추정오차의 공분산을 이용하여 테스트 변수 및 전달함수의 분자계수값 차를 구한다.

[0118] 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치(200)에서 구한 정상 데이터의 세트에서 추정된 파라미터와 상기 연산파라미터 추정모듈(320)에서 추정된 파라미터는 수학식 10과 같이 표현할 수 있다.

[0119] [수학식 10]

$$\hat{\theta} = \begin{cases} \hat{\theta}_n, \text{ for data set } I_n \text{(nonfaulty data)} \\ \hat{\theta}_f, \text{ for data set } I_f \text{(suspected faulty data)} \end{cases}$$

[0120]

[0121] 여기서, 상기 I_n은 정상 데이터 세트이고, 상기 I_f는 의심 데이터 셋, 상기 $\hat{\theta}_n$는 정상 데이터 셋 I_n으로부터 추정된 파라미터, 상기 $\hat{\theta}_f$와 의심 데이터 셋 I_f로부터 추정된 파라미터를 말한다.

[0122] 상기와 같은 파라미터를 이용하여 추정 전달함수를 구하면 수학식 11과 같다.

[0123] [수학식 11]

$$G(z^{-1}, \hat{\theta}) = \begin{cases} \hat{G}_n(z^{-1}) = G(z^{-1}, \hat{\theta}_n) \text{ for } I_n \\ \hat{G}_f(z^{-1}) = G(z^{-1}, \hat{\theta}_f) \text{ for } I_f \end{cases}$$

[0124]

[0125] 상기 수학식 11을 통해 구해진 추정 전달함수는 정상 데이터로부터 추정된 파라미터와 의심데이터로부터 추정된 파라미터에 따라 그 값이 다르다는 것을 알 수 있다.

[0126] 상기 이상검출 및 진단모듈(340)에서 항공기 엔진의 이상을 검출하기 위해서는 $\hat{\theta}_n$와 $\hat{\theta}_f$를 비교해서 관찰된 변화가 잡음, 모델링오차, 비선형성으로 인한 효과 때문인지 아닌지를 판별할 수 있어야 한다.

[0127] 즉, 관찰된 변화가 정상적인 범위에 있는지를 판단할 수 있어야 한다.

[0128] 이러한 판단을 할 수 있는 방법을 본 발명에서 제안한다.

[0129] 본 발명에서는 잡음, 모델링오차, 비선형성으로 인한 효과를 불확실성 상한(uncertainty upper bound)의 형태로 파라미터 추정오차의 공분산(C)을 통해 반영하게 된다.

[0130] 이는 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치(200)의 공분산 계산모듈(230)에서 계산되고, 정상 데이터 셋만으로 이루어진 상태, 즉 사전에 의심데이터가 정상 데이터인지를 사전에 알 수 있는 조건에서 수학식 12를 이용하여 계산된다.

[0131] [수학식 12]

$$C \triangleq Cov(\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f) = E\left\{\left[\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f\right]\left[\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f\right]^T\right\}$$

[0132]

[0133] 여기서 C는 파라미터 추정오차의 공분산을 의미한다.

[0134] C는 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치(200)에서 한 번 구해지는데, 모든 데이터가 정상 데이터라는 가정하에서 구해지므로 $\hat{\theta}_n$ 와 $\hat{\theta}_f$ 는 앞서 설명과 다르게 $\hat{\theta}_f$ 가 의심데이터 셋으로부터 추정된 파라미터 벡터가 아니라, 서로 다른 2개의 정상 데이터 셋으로부터 추정된 파라미터 벡터를 의미한다.

[0135] 그러므로 C는 정상적인 데이터일 조건(nonfaulty condition)에서 불확실성 상한을 나타내는 중요한 의미가 있다.

[0136] 수학식 12에는 $\hat{\theta}_n$ 와 $\hat{\theta}_f$ 의 각각의 평균은 0이라는 가정이 내포되어 있다.

[0137] 수학식 12는 다음의 수학식 13과 같이 정리될 수 있다.

[0138] [수학식 13]

[0139]
$$C=\left[Q_n-Q_f\right]R\left[Q_n-Q_f\right]^T+\left[Q_m-Q_{mf}\right]R_n\left[Q_m-Q_{mf}\right]^T+\left[P_n+P_f\right]\sigma_v^2$$

[0140] 여기서 σ_v^2 는 측정잡음의 분산이다. 측정잡음의 분산은 진동센서의 측정실험을 통해 사전에 알 수 있고,

[0141]
$$Q_i \triangleq P_i\Phi_i^T\Psi_i,\ Q_{ni} \triangleq P_i\Phi_i^T\Psi_{ni},\ P_i \triangleq \left[\Phi_i^T\Phi_i\right]^{-1},\quad i=n,f$$

[0142] 로 정의되며,

[0143]
$$R \triangleq E\left[HH^T\right],\ R_n \triangleq E\left[H_nH_n^T\right].$$

[0144] 로 정의된다.

[0145] 여기서,

[0146]
$$\Phi_i=\begin{bmatrix}\phi^T(1)\\ \vdots\\ \phi^T(N)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}u_F(0) & u_F(-1) & \cdots & u_F(1-N_B)\\ u_F(1) & u_F(0) & \cdots & u_F(2-N_B)\\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots\\ u_F(N-1) & u_F(N-2) & \cdots & u_F(N-N_B)\end{bmatrix}$$

[0147] 이고,

$$\Psi_i \triangleq \begin{bmatrix} u(1) & 0 & \cdots & 0 \\ u(2) & u(1) & \ddots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ u(N) & u(N-1) & \cdots & u(1) \end{bmatrix},$$

[0148]

$$\Psi_{ni} \triangleq \begin{bmatrix} u^2(1)\mathrm{sign}(u(1)) & 0 & \cdots & 0 \\ u(2)\mathrm{sign}(u(2)) & u(1)^2\mathrm{sign}(u(1)) & \ddots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ u^2(N)\mathrm{sign}(u(N)) & u^2(N-1)\mathrm{sign}(u(N-1)) & \cdots & u^2(1)\mathrm{sign}(u(1)) \end{bmatrix}$$

[0149]

$$H \triangleq \begin{bmatrix} h(0) & h(1) & \cdots & h(N-1) \end{bmatrix}^T, \quad H_n \triangleq \begin{bmatrix} h_n(0) & h_n(1) & \cdots & h_n(N-1) \end{bmatrix}^T$$

[0150]

[0151] 로 정의된다.

[0152] 만약 모델링오차나 비선형성으로 인한 효과가 없거나, 즉, 항공기 엔진 모델의 출력이 모델, 입력 데이터, 측정 잡음으로만 표현되거나, 입력데이터 쌍이 동일 할 경우, 즉, $\Phi_n = \Phi_f$ 일 경우는 수학식 13의 앞의 두 항은 사라지고,

$$C = \left[P_n + P_f \right] \sigma_v^2$$

[0153]

[0154] 로 간략화된다.

[0155] 기준 정상모델과 의심모델의 전달함수의 분모는 같으므로, $\Phi_n = \Phi_f$ 면 입력데이터가 동일한 것을 의미한다.

[0156] 그러므로 본 발명에서는, 정상모델과 의심모델을 구하기 위한 입력데이터를 동일한 것으로 사용하여 수식을 간략화하는 것을 제시한다.

[0157] 여기서 H와 H_n은 각각 비매칭 모델과 선형 에러 모델의 임펄스응답 벡터를 의미하고, R와 R_n은 수학식 14를 통해 구해진다.

[0158] [수학식 14]

$$E\left[h(k)h(j) \right] = r(k)\delta_{kj}$$

$$E\left[h_n(k)h_n(j) \right] = r_n(k)\delta_{kj}$$

[0159]

[0160] 여기서, δ는 크로네커 델타를 의미하고, r(k)와 $r_n(k)$은,

[0161] $$r(k) = \sigma_0^2 e^{-\beta k}, r_n(k) = \sigma_n^2 e^{-\beta_n k};\ k = 0,1,\ldots$$

[0162] 을 통해 구할 수 있다.

[0163] 여기서, $\sigma_0^2, \sigma_n^2, \beta, \beta_n$ 는 정상 엔진시스템의 사전 실험을 통해 구할 수 있는데, 보통 $2/\beta, 2/\beta_n$ 는 각각 비매칭 모델과 선형 에러 모델의 평균 시정수로 고려되어 질 수 있다.

[0164] 상기 연산모듈(330)은 이상발생 원인을 검출하기 위해 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치(200)에서 이상이 없는 정상데이터를 이용하여 구한 파라미터 추정오차의 공분산과 기준 정상모델의 파라미터와 상기 연산파라미터 추정모듈(320)에서 의심데이터를 이용하여 구한 의심모델의 파라미터를 이용하여 테스트 변수를 구한다.

[0165] 즉, 상기 연산모듈(330)은 수학식 15를 이용하여 테스트 변수를 구하게 된다.

[0166] [수학식 15]

[0167] $$T_1 = \left[\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f\right]^T C^{-1} \left[\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f\right]$$

[0168] 여기서, 상기 T_1은 테스트 변수를 말하는 것으로서, 상기 테스트 변수는 이상발생 유무를 판단하기 위한 기준이 된다.

[0169] 또한, 상기 연산모듈(330)은 기준모델 데이터베이스 구축장치에 의해 구해진 기준 정상모델의 분자계수값과 상기 의심모델의 분자계수값간의 차를 구한다.

[0170] 이때, 상기 의심모델의 분모값은 상기 기준 정상모델의 분모값으로 고정된다.

[0171] 상기 구해진 차는 이상이 발생한 원인을 진단하기 위한 기준이 된다.

[0172] 상기 이상검출 및 진단모듈(340)은 상기 연산모듈(330)에서 구한 테스트 변수를 이용하여 항공기 엔진의 이상발생 여부를 판단하고, 상기 연산모듈(330)에서 구한 분자계수값 차를 이용하여 각각의 엔진 이상에 대응하여 이상발생 원인을 진단하게 된다.

[0173] 즉, 상기 이상검출 및 진단모듈(340)은 상기 테스트 변수가 미리 정해진 임계치 이상이면, 항공기 엔진에 이상이 발생한 것으로 판단한다.

[0174] 그런 다음, 상기 이상검출 및 진단모듈(340)은, 기 저장된 분자계수값 차이별 이상발생 원인을 이용하여 상기 구해진 분자계수값 차에 해당하는 이상발생 원인을 판단한다.

[0175] 즉, 상기 이상진단 및 검출모듈(340)에는 분자계수값 차이별 이상발생 원인이 저장되어 있으므로, 상기 이상검출 및 진단모듈(340)은 상기 구해진 분자계수값 차에 해당하는 이상발생 원인을 추출할 수 있다.

[0176] 상기 이상검출 및 진단모듈(340)이 이상발생 원인을 진단하는 방법에 대한 설명은 도 12a 및 도 12b를 참조하기로 한다.

[0177] 상기 이상진단 및 검출장치(300)는 상기 이상검출 및 진단모듈(340)의 진단결과를 사용자에게 알리는 진단결과 알림모듈(350)을 더 포함할 수 있다.

[0178] 상기 진단결과 알림모듈(350)은 미리 등록된 이동통신 단말기, 유선통신 단말기 등을 이용하여 이상발생 여부 및 진단결과를 상기 사용자에게 알린다.

[0179] 도 6은 본 발명에 따른 기준모델 데이터베이스 구축방법을 나타낸 플로차트이다.

[0180] 도 6을 참조하면, 기준모델 데이터베이스 구축장치는 항공기 엔진의 회전자 속도와 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터의 진동 데이터를 이용하여 가상입력 데이터를 생성하고 출력데이터를 추출한다(S600).

[0181] 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치가 가상입력 데이터를 생성하고 출력데이터를 추출하는 방법에 대한 상세한 설명은 도 7을 참조하기로 한다.

[0182] 상기 단계(S600)의 수행 후, 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치는 얻어진 항공기 엔진 식별에 적합한 입/출력 데이터 셋에 대해 최소자승기법을 적용하여 기준모델의 파라미터들을 추정한다(S602).

[0183] 즉, 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치는, 도 4 및 도 5에서 표시된 모델의 파라미터, F와 B를 추정하게 된다.

[0184] 그런 다음, 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치는, 상기 단계(S602)에서 이용한 진동데이터의 다른 구간에서 가상입력 데이터에 대응하는 출력데이터를 추출하고(S604), 상기 2개의 입/출력 데이터 셋과 통계적 성질을 이용하여 파라미터 추정오차의 공분산을 구한다(S606).

[0185] 그런 다음, 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치는 상기 추정된 기준 정상모델의 파라미터 및 파라미터 추정오차의 공분산을 근거로 기준모델 데이터베이스를 구축한다(S608).

[0186] 도 7은 본 발명에 따른 가상입력 데이터 생성 및 출력데이터 추출방법을 나타낸 플로차트이며, 도 8은 본 발명에 따른 항공기 엔진의 회전자 속도가 등속도일 때의 진동 데이터의 예시도이고, 도 9는 본 발명에 따른 엔진 진동 데이터를 나타낸 예시도이며, 도 10a는 가상 입력 데이터를 진동 데이터와 겹쳐서 그린 예시도이다.

[0187] 도 10b는 도 9의 엔진 진동 데이터를 FFT 분석한 것을 보여준다.

[0188] 도 7을 참조하면, 기준모델 데이터베이스 구축장치는 항공기 엔진이 공회전 상태(아이들 상태) 또는 크루즈 상태로 운항중일 때, 항공기의 전자 시스템으로부터 항공기 엔진의 회전자 속도를 수신하고(S700) 항공기에 설치된 진동센서로부터 진동 데이터를 수신한다(S702).

[0189] 상기 수신된 진동 데이터는 이상이 발생하지 않은 정상적인 데이터이다.

[0190] 이때, 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치가 수신한 진동 데이터는 도 8과 같이 항공기 엔진이 공회전 상태일 때나 크루즈 상태로 운항중일 때, 즉, 엔진의 회전자 속도가 등속구간일 때의 데이터를 말한다.

[0191] 만약, 상기 진동 데이터가 등속도 구간의 데이터가 아니면, 도 9와 같이 진동 데이터의 변동이 심하므로 입력데이터를 생성하는데 어려움이 있다.

[0192] 따라서 기준모델 데이터베이스 구축장치는 등속도 구간의 진동 데이터를 이용하게 된다.

[0193] 상기 단계(S702)의 수행 후, 충분한 길이의 등속도 구간이 포함된 데이터를 확보하고(S704), 가상입력데이터 생성을 위한 샘플링 시간과 데이터 길이를 결정하고(S706), 적당한 위상과 진폭을 결정하고 회전자 속도에 대응하는 주기를 가지는 사인파를 생성하고(S708), 단계(S708)에서 선택된 진동 데이터 구간과 다른 진동 데이터의 적당한 등속도 구간을 선택하고(S710), 선택된 진동 데이터 구간에서의 영교차 검출을 통해 데이터 추출 시작점을 선택하고(S712), 선택된 추출 시작점을 기준으로 선택된 진동 데이터 구간에서 적당한 위상을 가지는 가상입력 데이터에 대응하는 출력 데이터를 추출한다(S714).

[0194] 상기 기준모델 데이터베이스 구축장치에서 항공기의 전자 시스템에서 항공기 엔진의 회전자 속도와 도 8과 같은 진동 데이터를 수신하면 항공기 엔진의 회전자 속도를 사인파의 주기로 하고, 진폭은 1로 하고, 진동 데이터의 영교차 포인트를 가상 입력데이터의 시작 기준점으로 했을 때, 즉, 사인파의 위상을 0으로 했을 때의 가상 입력 데이터를 생성하면 도 10a와 같이 되고, 도 10b는 도 9의 엔진 진동 데이터를 FFT 분석을 한 것을 보여준다.

[0195] 여기서, 맨 앞의 주파수에 해당하는 부분이 항공기 엔진의 회전자 속도와 일치하는 것을 확인할 수 있다.

[0196] 도 11은 본 발명에 따른 항공기 엔진의 이상 검출 및 진단 방법을 나타낸 흐름도이다.

[0197] 도 11을 참조하면, 이상검출 및 진단장치는 항공기의 전자 시스템에서 항공기 엔진의 회전자 속도를 수신하고(S1100) 항공기에 부착된 적어도 하나의 진동센서로부터 의심데이터를 수신하고(S1102), 충분한 구간의 등속도 의심 진동데이터를 확보하면(S1104), 가상 입력데이터 생성 및 출력데이터를 추출하고(S1106), 상기 입/출력 데이터 셋에 최소자승기법을 적용하여 의심모델의 파라미터를 추정한다(S1108).

[0198] 이때, 의심모델의 분모는 기준 정상모델의 분모값과 동일하다.

[0199] 상기 단계(S1110)의 수행 후, 상기 이상검출 및 진단장치는 상기 추정된 파라미터와 기 저장된 기준 정상모델의 파라미터와 추정 오차 파라미터의 공분산을 이용하여 테스트 변수를 구하고(S1112), 상기 기준 정상모델의 분자계수값과 상기 정상모델의 분자계수값의 차를 구한다(S1114).

[0200] 그런 다음, 상기 이상검출 및 진단장치는 상기 구한 테스트 변수가 미리 정해진 임계치 이상인지의 여부를 판단한다(S1116).

[0201] 상기 판단결과 임계치 이상이면, 상기 이상검출 및 진단장치는 상기 항공기 엔진에 이상이 발생했다고 판단하고(S1118), 상기 구해진 분자계수값 차에 해당하는 이상발생 원인을 판단한다(S1120).

[0202] 즉, 상기 이상진단 및 검출장치에는 각 분자계수값 차에 해당하는 이상 발생 원인이 매핑되어 있으므로, 상기 이상검출 및 진단장치는 상기 분자계수값 차를 이용하여 이상발생 원인을 진단할 수 있다.

[0203] 상기 단계(S1120)가 수행된 후, 상기 이상진단 및 검출장치는 상기 이상발생 진단결과를 기 등록된 사용자 단말 등을 통해 알릴 수 있다.

[0204] 도 12a 및 도 12b는 본 발명에 따른 항공기 엔진의 이상검출 및 진단을 설명하기 위한 예시도이다.

[0205] 도 12a에서 테스트 변수가 미리 정해진 임계값 이하이면 항공기 엔진에 이상이 없고, 상기 임계값 이상이면 항공기 엔진에 이상이 발생했다고 판단한다.

[0206] 즉, 제 1 영역(1200)은 테스트 변수가 임계값 3 미만이므로 항공기 엔진이 정상상태이고, 제 2 영역(1210) 및 제 3 영역(1220)은 테스트 변수가 임계값 이상이므로 이상이 발생한 것으로 판단한다.

[0207] 도 12b는 분자계수값 차의 패턴을 나타낸 것으로서, 상기 분자계수값 차의 패턴에 따라 이상발생 원인을 알 수 있다.

[0208] 즉, 이상검출 및 진단장치에는 분자계수값 차별로 이상발생 원인이 저장되어 있으므로, 분자계수값 차의 패턴을 보고 이상이 발생한 부분을 알 수 있다.

[0209] 이와 같이, 본 발명이 속하는 기술분야의 당업자는 본 발명이 그 기술적 사상이나 필수적 특징을 변경하지 않고서 다른 구체적인 형태로 실시될 수 있다는 것을 이해할 수 있을 것이다.

[0210] 그러므로 이상에서 기술한 실시예들은 모든 면에서 예시적인 것이며, 한정적인 것이 아닌 것으로서 이해해야만 한다.

[0211] 본 발명의 범위는 상기 상세한 설명보다는 후술하는 특허청구범위에 의하여 나타내어지며, 특허청구범위의 의미 및 범위 그리고 그 등가개념으로부터 도출되는 모든 변경 또는 변형된 형태가 본 발명의 범위에 포함되는 것으로 해석되어야 한다.

부호의 설명

[0212] 100 : 진동센서

200 : 기준모델 데이터베이스 구축장치

210 : 가상 입력데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈

220 : 기준모델 파라미터 추정모듈

230 : 공분산 계산모듈 240 : 저장모듈

300 : 이상검출 및 진단장치

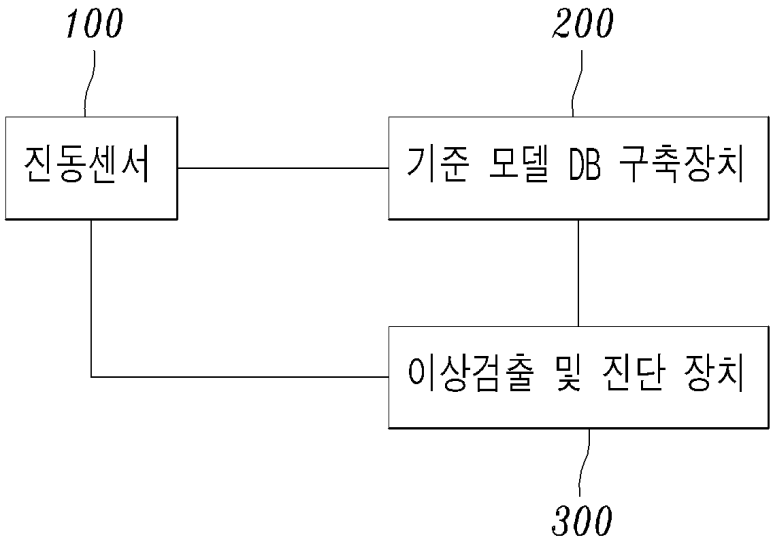
310 : 가상 입력데이터 생성 및 출력데이터 추출모듈

320 : 파라미터 추정모듈 330 : 연산모듈

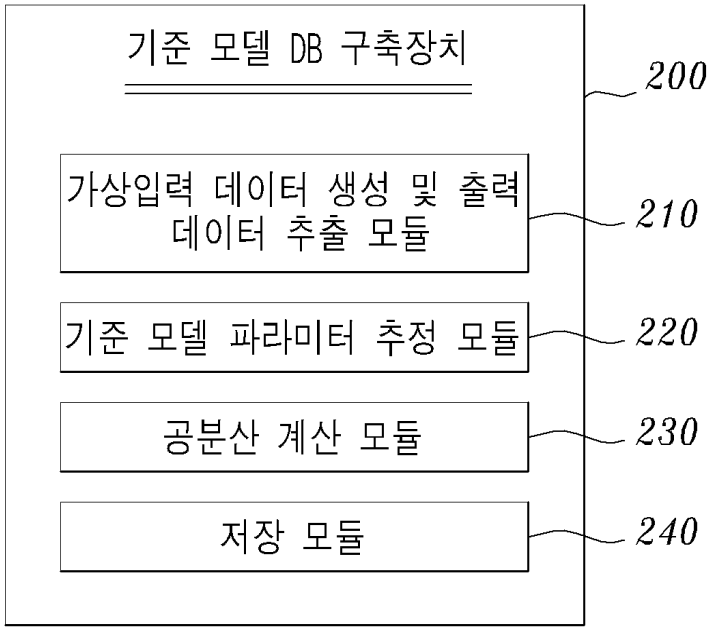
340 : 이상검출 및 진단모듈 350 : 진단결과 알림모듈

도면

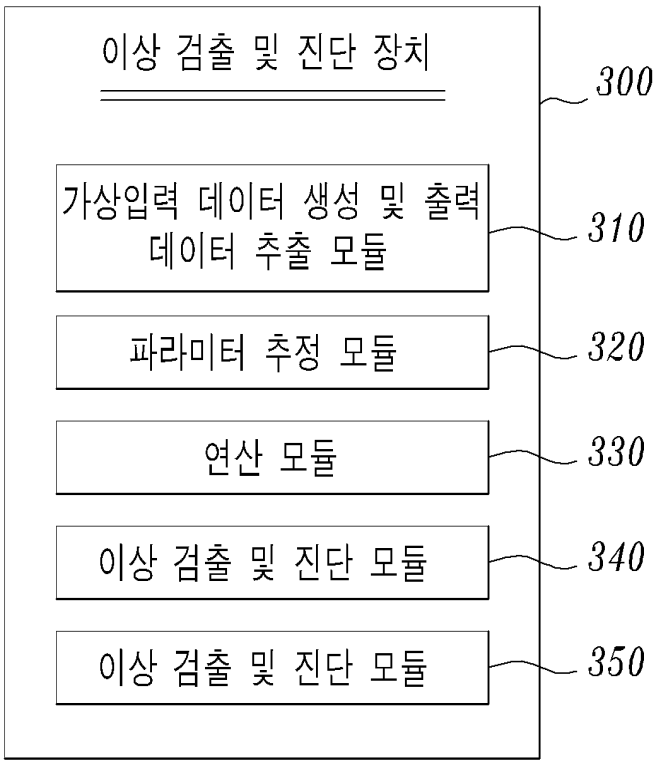
도면1


100
200
진동센서
기준 모델 DB 구축장치
이상검출 및 진단 장치
300

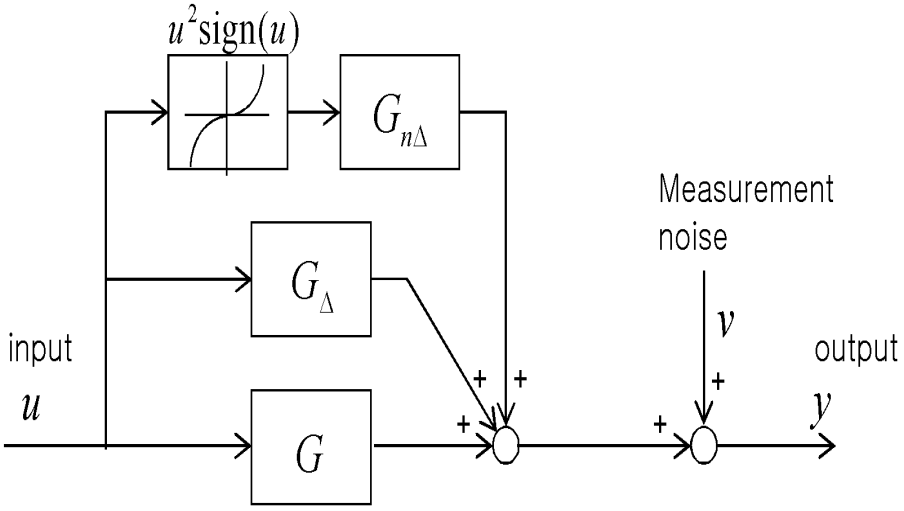
도면2


기준 모델 DB 구축장치
200
가상입력 데이터 생성 및 출력 데이터 추출 모듈
210
기준 모델 파라미터 추정 모듈
220
공분산 계산 모듈
230
저장 모듈
240

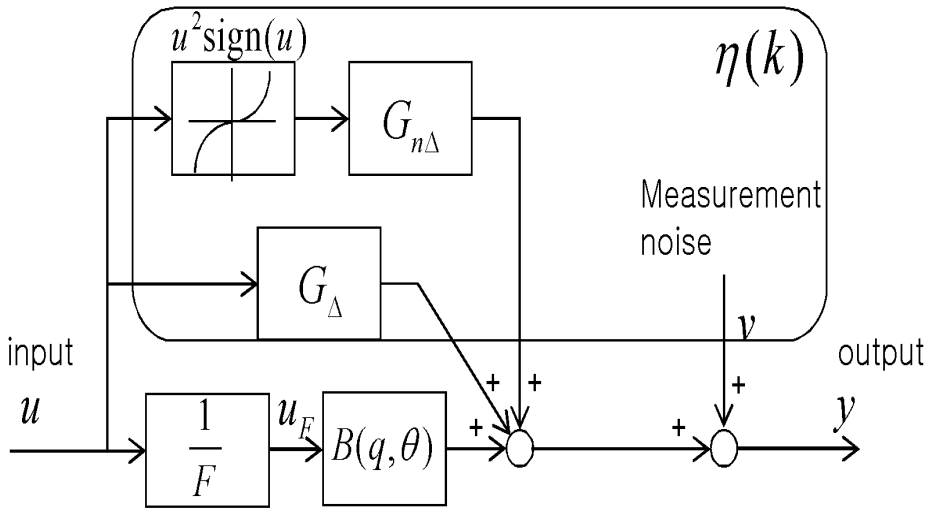
도면3


이상 검출 및 진단 장치
300
가상입력 데이터 생성 및 출력 데이터 추출 모듈
310
파라미터 추정 모듈
320
연산 모듈
330
이상 검출 및 진단 모듈
340
이상 검출 및 진단 모듈
350

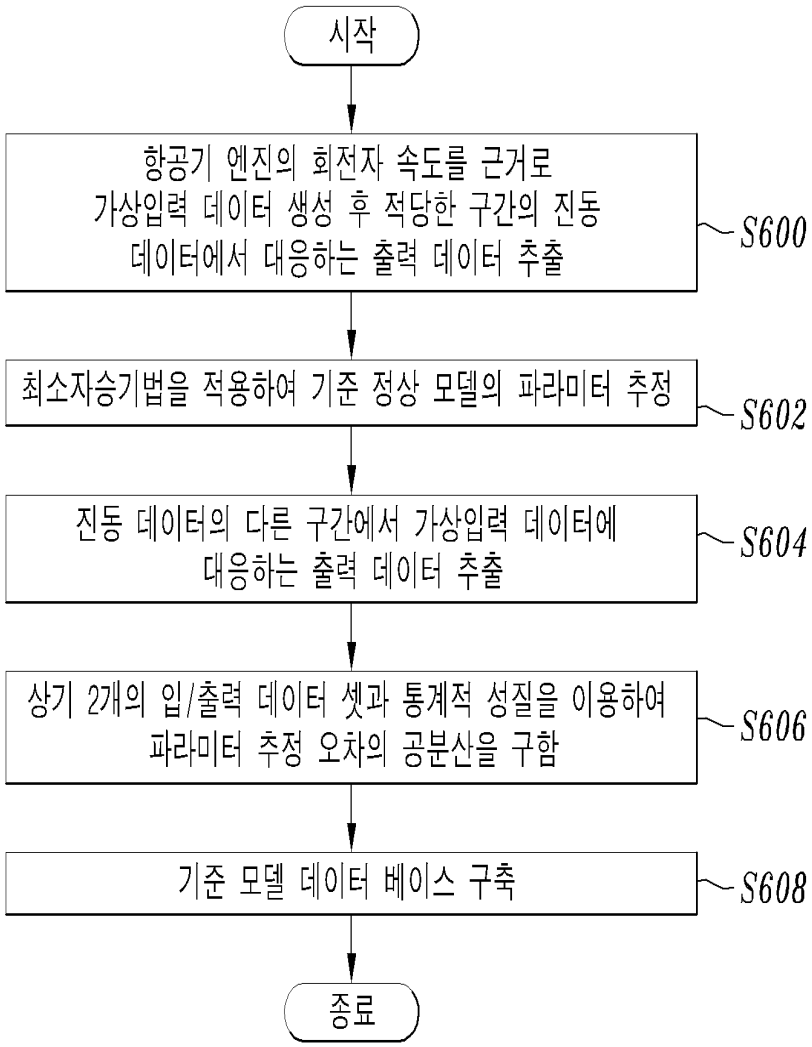
도면4


$u^2\text{sign}(u)$
$G_{n\Delta}$
G_Δ
G
Measurement noise
v
input
u
output
y
+
+
+
+

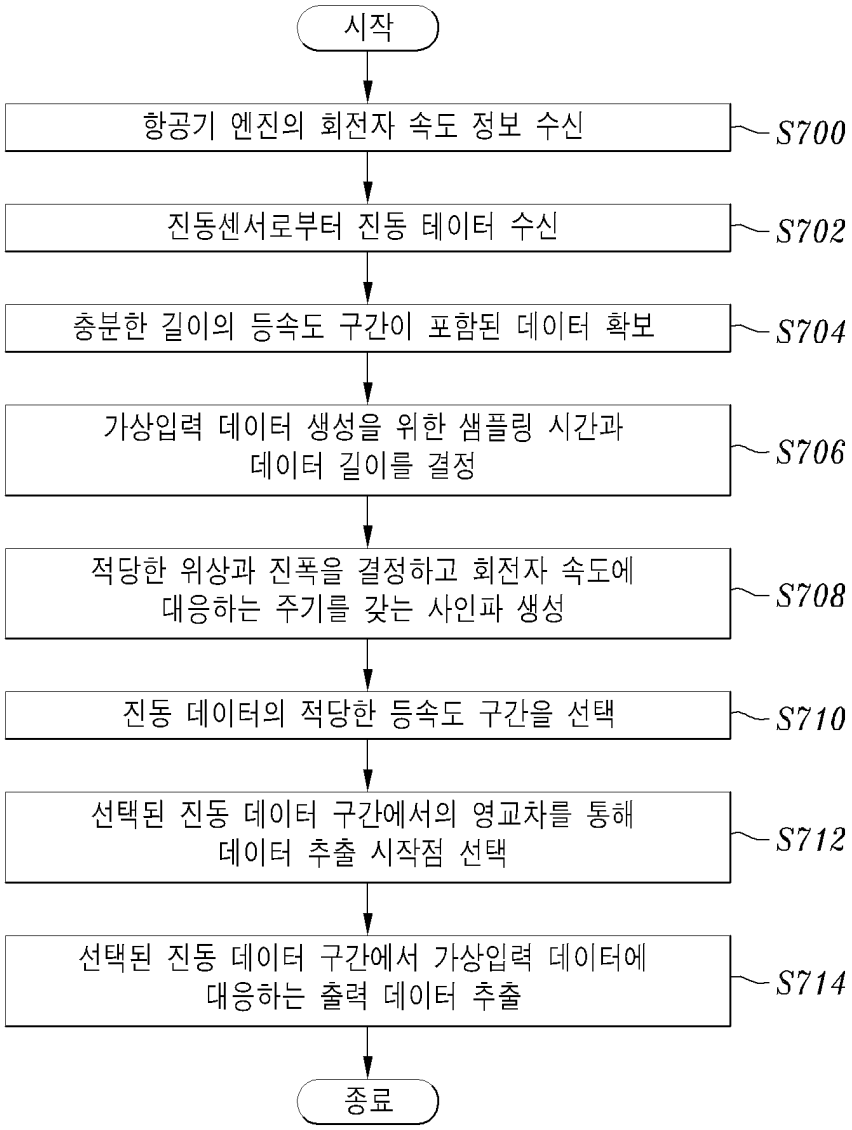
도면5


$u^2\text{sign}(u)$
$\eta(k)$
$G_{n\Delta}$
Measurement
noise
G_Δ
v
input
u
output
y
$\frac{1}{F}$
u_F
$B(q,\theta)$
+
+
+
+

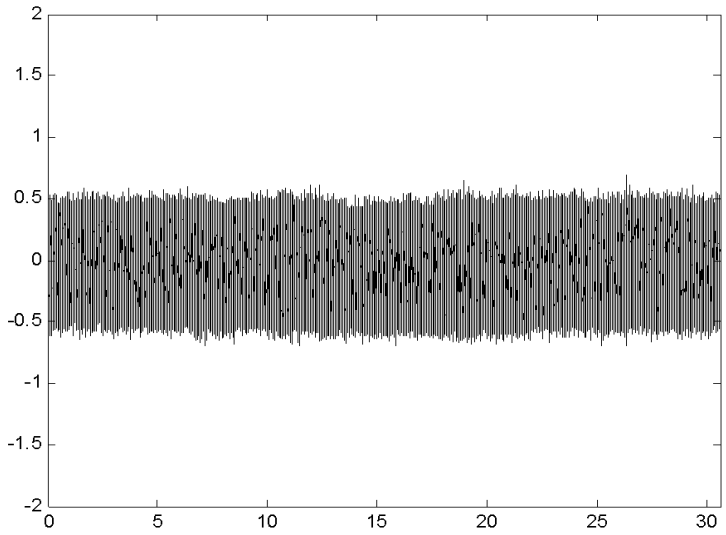
도면6


시작
항공기 엔진의 회전자 속도를 근거로
가상입력 데이터 생성 후 적당한 구간의 진동
데이터에서 대응하는 출력 데이터 추출
S600
최소자승기법을 적용하여 기준 정상 모델의 파라미터 추정
S602
진동 데이터의 다른 구간에서 가상입력 데이터에
대응하는 출력 데이터 추출
S604
상기 2개의 입/출력 데이터 셋과 통계적 성질을 이용하여
파라미터 추정 오차의 공분산을 구함
S606
기준 모델 데이터 베이스 구축
S608
종료

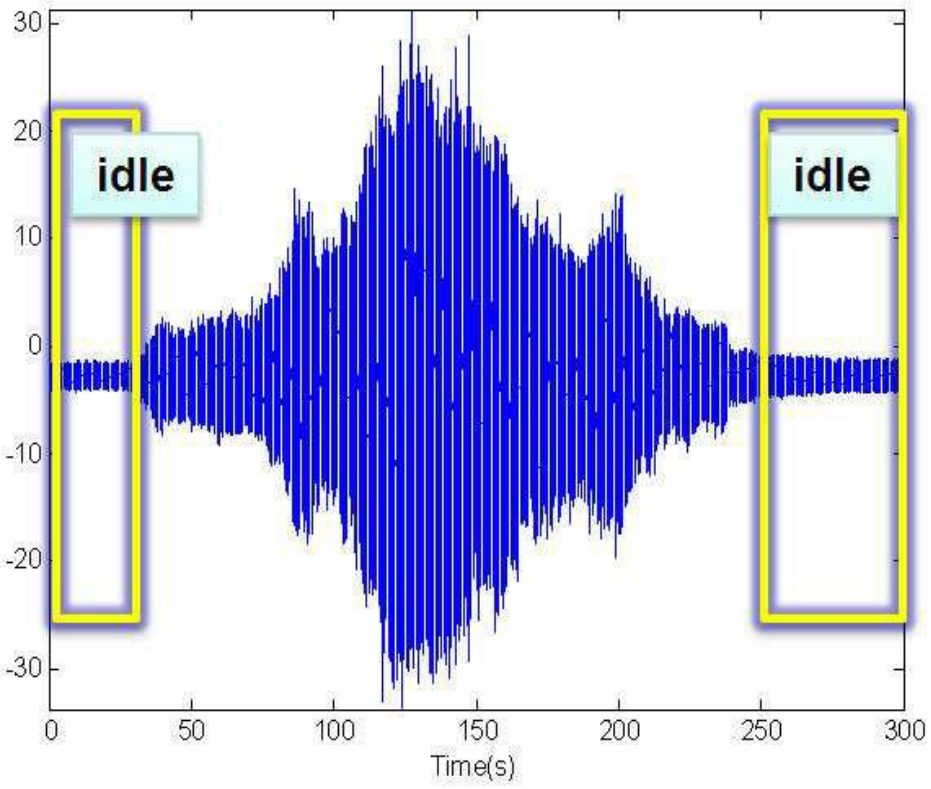
도면7


시작
항공기 엔진의 회전자 속도 정보 수신
S700
진동센서로부터 진동 데이터 수신
S702
충분한 길이의 등속도 구간이 포함된 데이터 확보
S704
가상입력 데이터 생성을 위한 샘플링 시간과 데이터 길이를 결정
S706
적당한 위상과 진폭을 결정하고 회전자 속도에 대응하는 주기를 갖는 사인파 생성
S708
진동 데이터의 적당한 등속도 구간을 선택
S710
선택된 진동 데이터 구간에서의 영교차를 통해 데이터 추출 시작점 선택
S712
선택된 진동 데이터 구간에서 가상입력 데이터에 대응하는 출력 데이터 추출
S714
종료

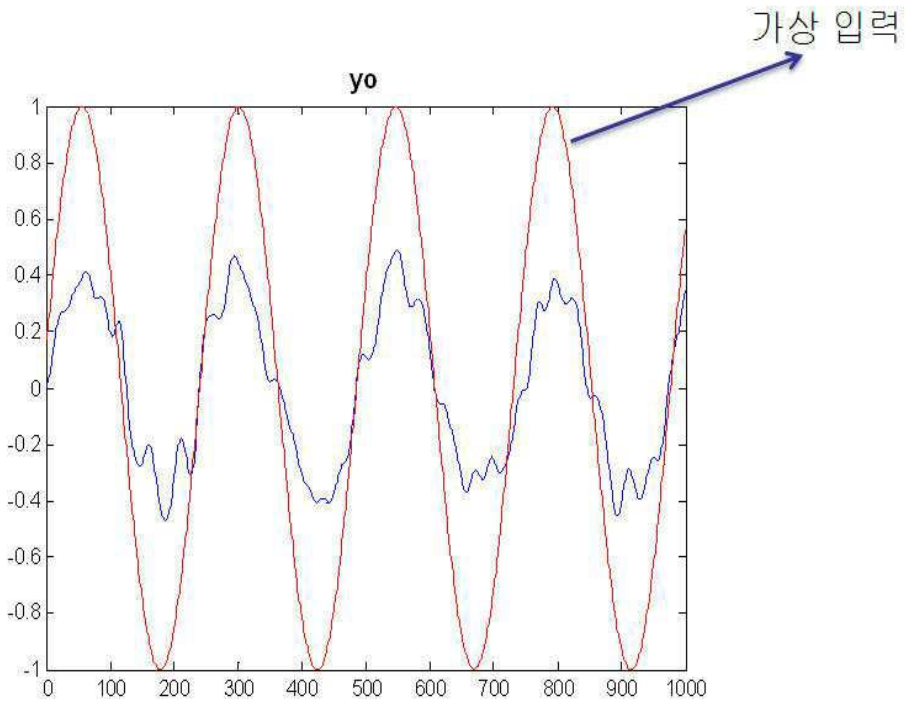
도면8


2
1.5
1
0.5
0
-0.5
-1
-1.5
-2
0
5
10
15
20
25
30

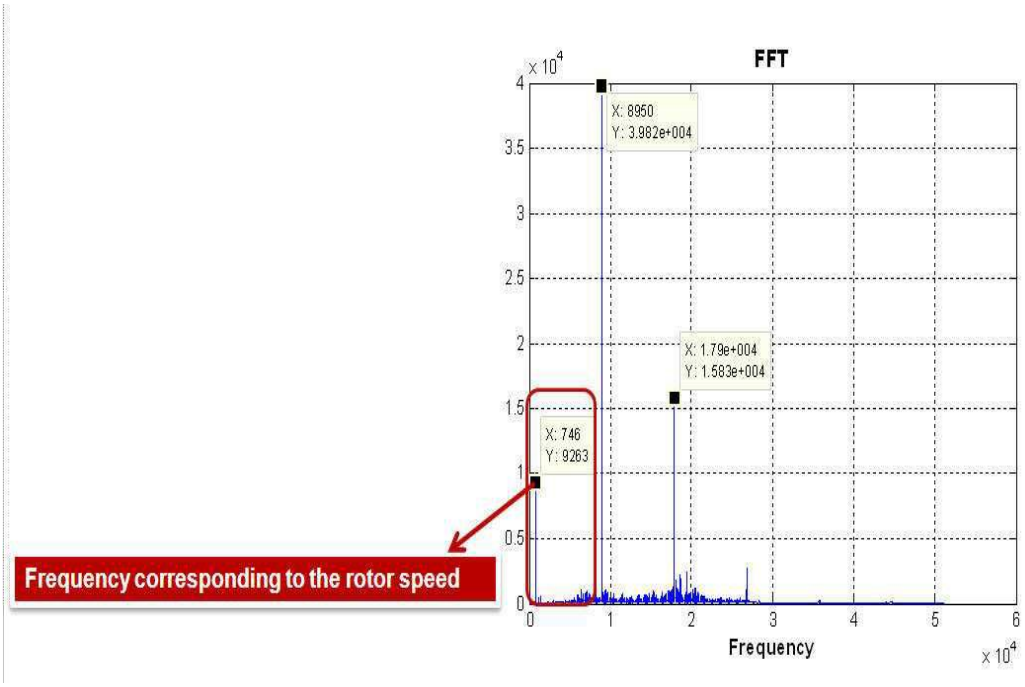
도면9


idle
idle
30
20
10
0
-10
-20
-30
0
50
100
150
200
250
300
Time(s)

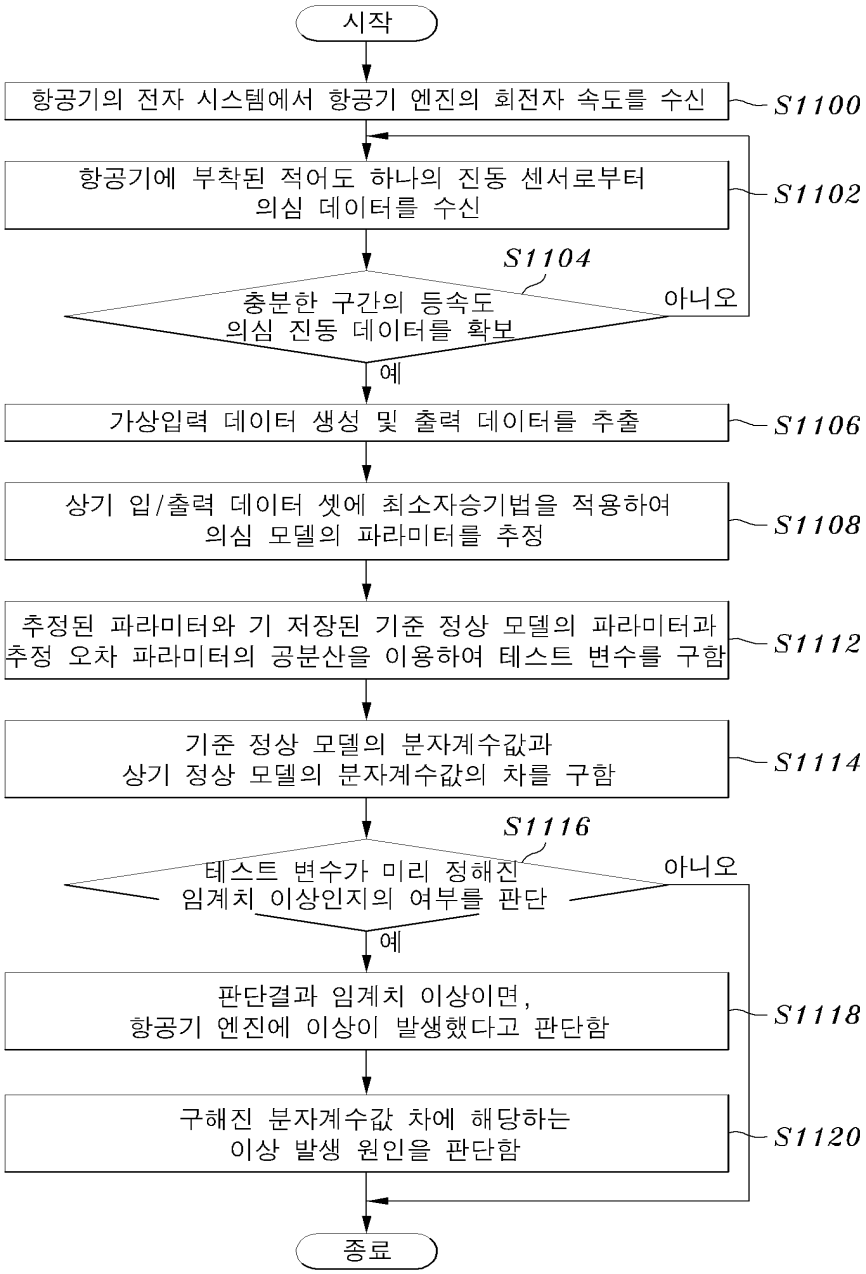
도면10a


가상 입력
yo
1
0.8
0.6
0.4
0.2
0
-0.2
-0.4
-0.6
-0.8
-1
0
100
200
300
400
500
600
700
800
900
1000

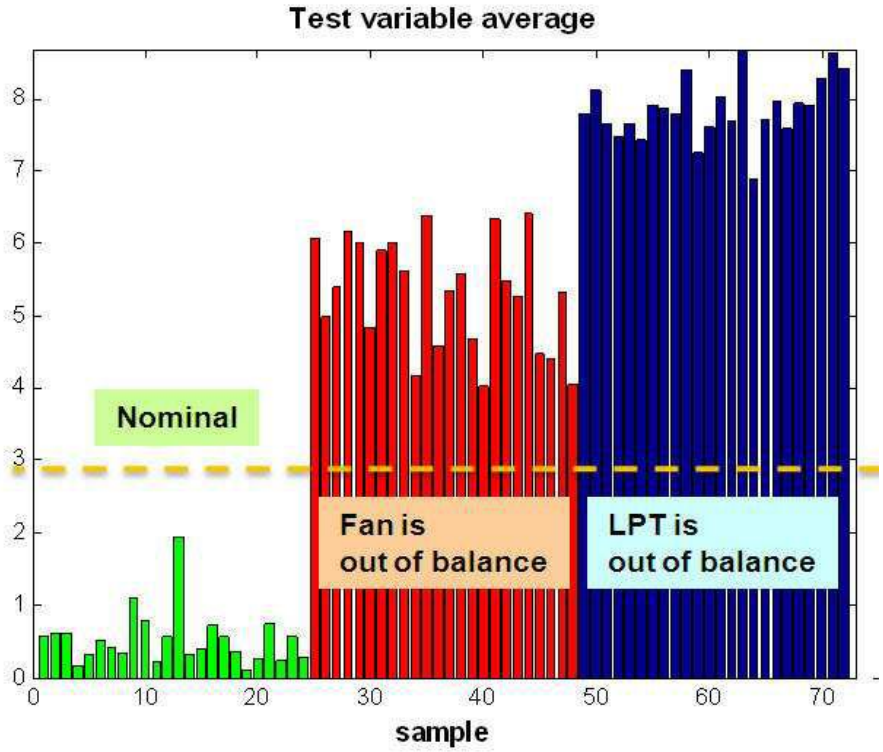
도면10b


FFT
x 10^4
4
3.5
3
2.5
2
1.5
1
0.5
0
X: 8950
Y: 3.982e+004
X: 1.79e+004
Y: 1.583e+004
X: 746
Y: 9263
Frequency corresponding to the rotor speed
0
1
2
3
4
5
6
Frequency
x 10^4

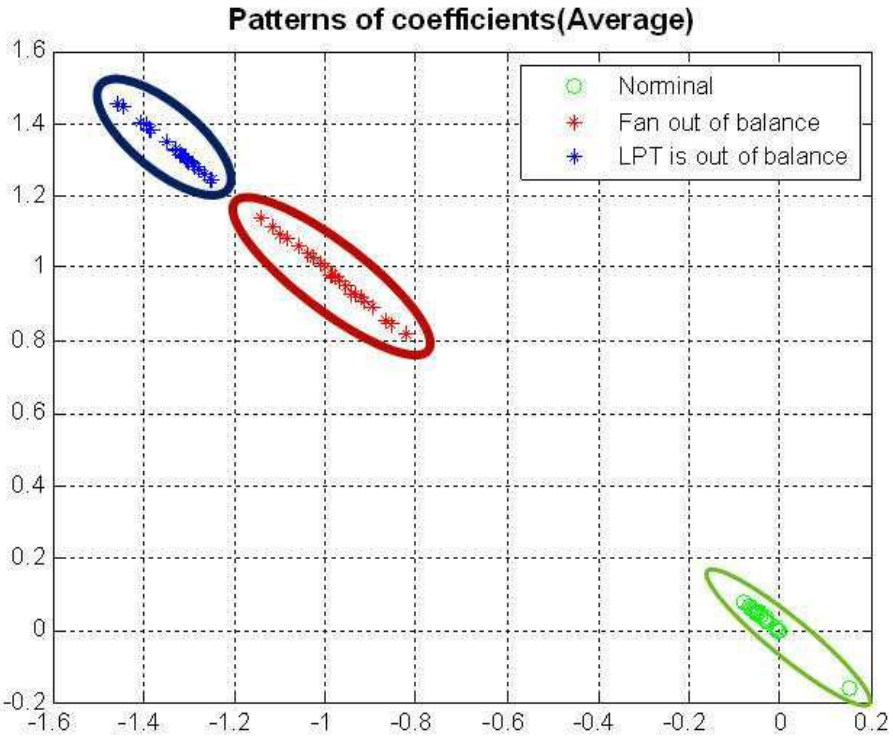
도면11


시작
항공기의 전자 시스템에서 항공기 엔진의 회전자 속도를 수신
S1100
항공기에 부착된 적어도 하나의 진동 센서로부터 의심 데이터를 수신
S1102
S1104
충분한 구간의 등속도 의심 진동 데이터를 확보
아니오
예
가상입력 데이터 생성 및 출력 데이터를 추출
S1106
상기 입/출력 데이터 셋에 최소자승기법을 적용하여 의심 모델의 파라미터를 추정
S1108
추정된 파라미터와 기 저장된 기준 정상 모델의 파라미터과 추정 오차 파라미터의 공분산을 이용하여 테스트 변수를 구함
S1112
기준 정상 모델의 분자계수값과 상기 정상 모델의 분자계수값의 차를 구함
S1114
S1116
테스트 변수가 미리 정해진 임계치 이상인지의 여부를 판단
아니오
예
판단결과 임계치 이상이면, 항공기 엔진에 이상이 발생했다고 판단함
S1118
구해진 분자계수값 차에 해당하는 이상 발생 원인을 판단함
S1120
종료

도면12a


Test variable average
Nominal
Fan is
out of balance
LPT is
out of balance
sample

도면12b


Patterns of coefficients(Average)
Nominal
Fan out of balance
LPT is out of balance